

## ВСТУП

Метою дипломного проекту є вивчення проблематики поставленої задачі та аналіз методів її вирішення. Закріплення набутих теоретичних знань та практичних навичок та заповнення прогалин в них шляхом вирішення поставленої задачі.

Темою дипломного проекту є навчально-тренувальний мотопланер. Для вирішення задачі дипломного проекту необхідно виконати наступне:

1. Виконати аналіз існуючих конструктивних схем навчально-тренувальних мотопланерів та літератури по сучасним аналогам. Виконати постановку завдання.
2. Визначити планер для проекту.
3. Виконати огляд конструкції планера та його технічних характеристик.
4. Виконати проектування моторної установки.
5. Розрахувати навантаження, що діють на установку
6. Виконати проектувальний розрахунок силових елементів установки.
7. Провести моделювання напружено-деформованого стану установки. Перевірити конструкцію на міцність.
8. Розробити технічну документацію.

Конструкція установки проектувалася як можна простішою, щоб отримати продукт, який буде максимально простий у виробництві, при цьому було необхідно запобігти втратам міцності, жорстокості та масової ефективності. Елементи конструкції перевірялися на міцність та полегшувалися в місцях придатних для цього.

# **1. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ КОНСТРУКТИВНИХ СХЕМ НАВЧАЛЬНО-ТРЕНУВАЛЬНИХ МОТОПЛАНЕРІВ ТА ЛІТЕРАТУРИ ПО СУЧАСНИМ АНАЛОГАМ.**

## **1.1. Аналіз існуючих конструктивно-силових схем**

ФАІ (Fédération Aéronautique Internationale) - всесвітня федерація авіаційних видів спорту. Заснована в 1905 році, недержавна, некомерційна. Членами ФАІ числяться близько 100 країн світу. Завдання ФАІ - просування та популяризація авіаційних видів спорту серед населення, організація міжнародних змагань, реєстрація спортивних рекордів. Планерними видами спорту займається міжнародна комісія ФАІ з планеризму - IGC (International Gliding Commission). За класифікацією ФАІ всі планери діляться на, скажімо так, чемпіонатні і рекордні класи. В рамках чемпіонатних класів проводяться міжнародні та національні змагання, в рамках рекордних класів реєструються рекорди.

### Клубний клас

Об'єднує, практично, всі планери - нові і застарілі, одномісні і двомісні, приватні і ті, що належать аероклубу. Справа в тому, що змагання за правилами клубного класу проводяться із застосуванням поправочного коефіцієнта до результатів - гандикапу. Гандикап дозволяє виключити з результату частку техніки і залишити в ньому тільки частку майстерності пілота. Тому пілот, який прийшов до фінішу останнім на старенькому дерев'яному планері, може в результаті обставити багатьох, що летіли на самих технологічних планерах і зайняти цілком гідне, якщо не перше, місце. Останнім часом виробники випускають і спеціальні планери клубного класу, призначені для щоденної інтенсивної експлуатації різними пілотами в умовах аероклубів. Приклад планеру клубного класу наведено на рис. 1.1.

Рис. 1.1 Планер клубного класу.

## Стандартний клас

Був створений в шістдесятих роках минулого століття для збільшення масовості планерного спорту. Планер стандартного класу не може мати розмах крила більше 15 метрів, як, наприклад, на рис. 1.2. Механізація крила заборонена. Дозволяються тільки повітряні гальма, що не створюють додаткової підйомної сили. В даний час стандартний клас найбільш популярний. Планери стандартного класу досить легкі, прості в обслуговуванні і пілотуванні. Планери в цьому класі зазвичай мають досить гарні льотні характеристики, але і використовуються, відповідно, здебільша для польотів спортсменів не першого року навчання.

Рис. 1.2. Планер стандартного класу.

## Клас 15 метрів

Похідний від стандартного. Дозволена механізація крила. Досить часто планер класу 15 метрів - це той же планер стандартного класу, але з закрилками. Відхилені вниз закрилки збільшують підйомну силу крила на малих швидкостях, тому планер швидше набирає висоту в висхідному потоці. На рис. 1.3. показано планер цього класу під час зльоту з лебідки. На переході між висхідними потоками закрилки дещо відхиляють від нейтрального положення, що збільшує швидкість польоту при мінімальній швидкості зниження та дозволяє витратити менше висоти на перехід.

Рис. 1.3. Планер класу 15 м.

## Клас 18 метрів

Єдине обмеження - розмах крила не повинен перевищувати вісімнадцяти метрів. Добре працює в умовах рідкісних і несильних висхідних потоків особливе значення має зниження МСС (мінімальна швидкість зниження). Тому досить

велика кількість фірм випускає планери стандартного класу зі змінними закінцівками крила. Приклад такого планера JS-3, у якого за допомогою перемички можна збільшувати розмах крила, таким чином переводячи планер у інший клас. У сильну погоду ставимо короткі закінцівки - отримуємо планер стандартного класу з розмахом 15 метрів. В слабку погоду ставимо довгі закінцівки - отримуємо планер з розмахом 18 метрів, дещо збільшеним АК (аеродинамічна якість) і зниженм навантаженням на крило. Відповідно знижується МСС, а зменшення навантаження на крило компенсується збільшенням АК.

Рис. 1.4. Планер класу 18 м.

Відкритий клас.

Не має будь - яких обмежень. Планери відкритого класу відрізняються найвищою АК, найменшою МСС, найбільшим розмахом крила і найбільшою злітною вагою серед одномісних планерів. Ціна їх не відстає від характеристик - вона теж найвища. На рис. 1.5 приклад планера цього класу з розмахом 28 м.

Рис. 1.5. Планер відкритого класу.

Клас 20 метрів двомісний.

Як впливає з назви, клас об'єднує двомісні планери з розмахом крила не більше 20 метрів. Інших обмежень немає. Клас створений для навчальних планерів аероклубів. Навчальні планери є в кожному аероклубі, мають непогані (часто вельми високі) характеристики і, в загальному, на них можна досягти досить вражаючих результатів в змаганнях. Як приклад – двомісний планер Schempp-Hirth Arcus.

Рис. 1.5. Двомісний планер 20 м класу.

Усередині кожного з перерахованих класів змагання можуть проводитися як з гандикапом, так і без гандикапу. Найчастіше змагання проводяться з гандикапом через велику різницю в характеристиках планерів навіть одного класу. Інший підхід до організації змагань став можливий зі створенням світового класу.

### Світовий клас

Складається з однієї моделі однакових планерів. Це PW-5 польського виробництва, рис 1.6. Перед змаганнями планери учасників доводяться до максимально ідентичного стану - навіть злітна вага робиться однаковою за допомогою баласту, що не зкидається в польоті. Змагання проводяться, природньо, без гандикапу, що має підвищувати їх видовищність і залучати нових учасників. На ділі нічого з цього не вийшло. Планер вийшов з дуже посередніми характеристиками, виробник поводився з замовниками нахабно, планерів було випущено мало. Світовий клас, ледве-як проіснував тринадцять років і був скасований з 1 січня 2010 року.

Рис. 1.6. Планер PW-5 світового класу.

Однак замість передчасно померлого світового класу з того ж саме 1 січня 2010 вводиться новий чемпіонатних клас планерів - клас 13 метрів.

### Клас 13 метрів

Створювався як клас для початківців спортсменів і для відпочинку. Загалом, зараз такі планери вже є і показали дуже непогані льотні дані для своїх розмірів. Причому існують конструкції як промислового виробництва, так і для самостійного виготовлення.

## **1.2. Порівняння і вибір класу планера**

Незважаючи на те, що зараз існують змагальні класи з «багатомісних» планерів, що, власне, на сьогоднішній день означає двомісні, планери з одним

сидінням за іншим, вона ж система тандем, і на яких можна виконувати польоти водиночку, планерний спорт все ще індивідуальним видом. Національна команда складається з осіб (або пар в одному планері), які змагаються в змагальному класі за індивідуальні відзнаки.

Класова система склалася з трьох основних категорій на основі розмаху крил. Це були та залишаються Стандартні та 15-метрові класи, обидва з однаковим обмеженнями, але планери класу Стандарт не мають закрилок, тоді як планери класу 15 м (раніше гоночний клас) мають їх. Третій традиційний клас - це Відкритий клас, який охоплює різноманітність планерів с досить великими розмахами. Всі мають баластні баки для води, що можуть бути випорожнені в польоті через спускання води, для підвищення продуктивності в певних умовах. Завдяки наявності попиту нанові конструкції ФАІ дозволили також інші нові класи. Але оскільки виробництво планерів від ідеї до першого змагального польоту - це дуже тривалий процес, не кажучи вже про інвестиції, IGC потрібно планувати на кілька років попереду, пропонуючи перший чемпіонат у будь-якому новому класі. Національні, європейські, континентальні та світові чемпіонати будь-якого класу мають абсолютно однакове значення, але можуть відбуватися на різних майданчиках.

Оскільки кількість занять та учасників зараз перевищує те, що можна безпечно розмістити на одному аеродромі, зараз є два місця, які використовуються в чемпіонаті Європи (непарні роки) та Світі (навіть роки), займаючи три, або максимум 4, заняття кожен . Наприклад, у 2012 році було проведено змагання на 15 м, 18 м та відкритих змаганнях в Увальді, штат Техас. Жіночі та юніорські чемпіонати з меншими числами проходять з обраними заняттями на одному майданчику. У більшості випадків до національної команди може входити по 2 пілоти на клас із запасом плюс будь-який дійсний Чемпіон. Жінки та молодші пілоти можуть змагатись у будь-яких змаганнях, але мають власні спеціалізовані чемпіонати.

Клубний клас виник на змаганнях міжнародних рівнів у планерах клубного типу для того, щоб у них могла брати участь велика кількість талановитих пілотів, які не мали можливості придбати дорогий та сучасний планер. Це дозволило зберегти високий попит на ряд старих, але все ще дуже надійних і актуальних конструкцій. За рахунок використання різних типів вводиться гандікап, який враховує відомі показники певного типу планеру. Також захищається використання водобаласту. Таким чином, цей клас став дуже популярним і велика кількість пілотів бере участь у цих змаганнях.

Планер треба обрати з урахуванням технічної та економічної складової. Враховуючи загальне становище платежеспособності в Україні та додатково до цього світової кризи, що має місце бути через пандемію, необхідно обрати якомога дешевший варіант, щоб ті, хто мають бажання займатися планерним спортом могли це зробити. Саме тому, планується обрати планер клубного класу та такий, щоб їх вже було досить велика кількість в Україні та на території інших Пострадянських країн. Планується розробити моторну установку саме для навчально-тренувального планера, щоб на даному ЛА можна було проводити навчальні польоти та використовувати його в комерційних цілях для ознайомлювальних польотів.

### **1.3. Аналоги**

З аналогів можна виділити крила таких літаків як: Stemme S12 (рис. 1.7.), ASG 32 EL (рис. 1.8.), ASH 25 M (рис. 1.9.), AC-7M (рис. 1.10.) , Sinus 912 (рис. 1.11.) , Pipistrel Taurus (рис. 1.12.).

Stemme S12

Розмах крила 25,00 м

Площа крила 19,95 м<sup>2</sup>

Відносне подовження крила 31,33

Довжина 8,42 м

Висота 1,75 м

Максимальна злітна маса 900 кг

Крейсерська швидкість 230 км/год

Максимальна швидкість 259 км/год

Макс. аеродинамічна якість 53:1

Навантаження на крило 45,11 кг/м<sup>2</sup>

Ємність паливного баку 120 л

Двигун Rotax 914 F2/S1

Потужність 86 кВ

Рис. 1.4. Stemme S12

ASG 32 EL,

Розмах крила 20,00 м

Площа крила 15,70 м<sup>2</sup>

Відносне подовження крила 25,47

Довжина 9,07 м

Висота 1,7 м

Максимальна злітна маса 850 кг

Навантаження на крило 54,1 кг/м<sup>2</sup>

Крейсерська швидкість 240 км/год



Максимальна швидкість 270 км/год

Макс. аеродинамічна якість 57:1

Двигун IAE 50R-AA

Потужність 41 кВ

Рис. 1.5. ASG 32 EL,

ASH 25 M,

Розмах крила 25,60 м

Площа крила 16,50 м<sup>2</sup>

Відносне подовження крила 39,8

Довжина 8,97 м

Висота 1,7 м

Максимальна злітна маса 750 кг

Навантаження на крило 46,58 кг/м<sup>2</sup>

Крейсерська швидкість 235 км/год

Максимальна швидкість 280 км/год

Макс. аеродинамічна якість 60:1

Ємність паливного баку 120 л

Двигун IAE 50R-AA

Потужність 41 кВ

Рис. 1.6. ASH 25 M

АС-7М,

Розмах крила 18,00 м

Площа крила 13,50 м<sup>2</sup>

Відносне подовження крила 24,0

Довжина 7,15 м

Висота 1,65 м

Максимальна злітна маса 680 кг

Навантаження на крило 50,0 кг/м<sup>2</sup>

Крейсерська швидкість 180 км/год

Максимальна швидкість 220 км/год

Макс. аеродинамічна якість 38:1

Ємність паливного баку 70 л

Двигун Hirth F30A25A

Потужність 77 кВ

Рис. 1.7. АС-7М

Sinus 912,

Розмах крила 14,97 м

Площа крила 12,26 м<sup>2</sup>

Відносне подовження крила 18,3

Довжина 6,60 м

Висота 1,70 м

Максимальна злітна маса 600 кг

Навантаження на крило 48,9 кг/м<sup>2</sup>

Крейсерська швидкість 200 км/год

Максимальна швидкість 225 км/год

Макс. аеродинамічна якість 27:1

Ємність паливного баку 100 л

Двигун Rotax 912 UL2

Потужність 60 кВ

Рис. 1.8. Sinus 912

Pipistrel Taurus,

Розмах крила 14,97 м

Площа крила 12,33 м<sup>2</sup>

Відносне подовження крила 18,6

Довжина 7,30 м

Висота 1,41 м

Максимальна злітна маса 550 кг

Навантаження на крило 44,6 кг/м<sup>2</sup>

Крейсерська швидкість 163 км/год

Максимальна швидкість 225 км/год

Макс. аеродинамічна якість 41:1

Двигун Sinedon 40 hp

Потужність 30 кВт

Рис. 1.9. Pipistrel Taurus

#### **1.4. Аналіз літератури**

Для виконання даного дипломного проекту буде використана наступна література:

Огляд конструкції, технічних характеристик та історії створення планера буде проводитися за інформацією з наступних джерел: Курсовий проект з дисципліни «Конструкція літальних апаратів» на тему: «Конструкція планера Л-13 «Бланік»» Клибанівський В.В. НТУУ «КПІ», 2018, - 69с., Техническое руководство Л 13. – К.: ЛЕТ, национальное предприятие, г. Куновице, ЧССР, 1969.

Розрахунки силової установки та підбір її елементів буде виконуватися за вказівками, що надані у наступній літературі: Broussely, M. and Pistoia, G. 2007 Industrial Applications of Batteries, From Cars to Aerospace and Energy Storage. - Elsevier Science, Netherlands, 2007 – 792 с., Епифанов С.В., Пехтерев В.Д., Рыженко А.И., Цуканов Р.Ю., Шмырёв В.Ф. 2011 Проектирование систем силовых установок самолётов — Харьков: Нац. аэрокосм. университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2011. — 512 с.

Проектувальний розрахунок силових елементів буде проводитись за вказівками з наступних джерел: Проектування та конструювання ЛА. Проектування та конструювання ЛА-2. Конструювання ЛА: [текст]: метод. вказівки до виконан. курс. проекту для студ. за напрямом підготов. 6.051101 «Авіа- та ракетобудування» / Уклад. – В. В. Сухов, О. М. Масько. – К. : НТУУ

«КП», 2011. – 76 с.; Глаголев А. Н. Конструкция самолетов. – М. :  
Машиностроение, 1975.

## **Постановка завдання**

### **1.4.1. Мета**

Необхідно вибрати навчальний планер, провести необхідні розрахунки та підібрати до нього силову установку, провести розрахунок на міцність даної силової установки. Щоб виконати поставлене завдання потрібно:

- Провести аналіз існуючих конструктивних схем та літератури по сучасним навчально-тренувальним мотопланерам;
- визначити навчально-тренувальний планер, який буде обрано для даної роботи;
- провести розрахунок злітної маси та розрахувати відповідно тягу, яку необхідно забезпечити;
- підібрати двигун, що буде використовуватися;
- провести розрахунок основних геометричних параметрів гвинта та підібрати відповідно гвинт;
- проаналізувати який тип акумулятора необхідно використовувати та визначити відповідно його характеристики;
- провести проектування установки;
- виконати моделювання напружено-деформованого стану моторами.  
Перевірити конструкцію на міцність;

### **1.4.2. Технічне завдання**

Основні параметри навчально-тренувального мотопланера:

1. Екіпаж: 2 чол.
2. Максимальна злітна маса 500 кг
3. Тривалість польоту з двигуном 1 год.
4. Розмах крила – до 17 м

5. Довжина розбігу 400м.

### **Висновок**

Розглянуто класифікацію планерів та виконано порівняння їх між собою, доречність їх використання. Розглянуто аналоги та їх характеристики на підставі яких сформовано технічне завдання. Виконано аналіз літератури з сучасних методів проектування легких літаків

## **2. ВИБІР ПЛАНЕРА ДЛЯ ПОДАЛЬШОЇ РОБОТИ. ОЛГЯД ЙОГО ІСТОРІЇ ТА КОНСТРУКЦІЇ.**

### **2.1. Вибір планера**

За проектом планується встановлення двигуна на планер зокрема для того, щоб зробити польоти більш доступними у Пострадянських країнах. Навчально-тренувальні планери широко використовуються закордоном для навчання пілотів, оскільки на сьогоднішній день розповсюдженою є проблема відсутності практики у пілотів.

Уміння проводити посадку без двигунів та без автопілота має бути розвиненим, а сучасна структура дозволяє багатьом пілотам цивільної авіації виконувати свою роботу без достатнього теоретичного та практичного підґрунтя. Цю проблему можна вирішити шляхом проходження практики на навчально-тренувальних планерах.

В такому польоті курсант має змогу навчитися літати без використання тяги двигуна, розраховуючи тільки на аеродинаміку літального апарату. Також, під час навчання необхідно буде навчитися робити посадку за візуальними орієнтирами, в ручному режимі та без двигуна, що може в подальшому знадобитися на практиці при польотах.

Враховуючи актуальність використання навчально-тренувальних планерів та економічної складової мною було розглянуто декілька варіантів двомісних планерів. Оскільки на території України є велика кількість планерів Бланік Л-13 я прийняв рішення взяти саме цей планер для подальшої роботи.

Планера цього типу, що є на території нашої країни, здебільшого мають достатньо ресурсу, що підтверджує доцільність використання цієї моделі. Також, є можливість завозити планери Бланік Л-13 до України з сусідніх країн за досить невисокою ціною.

## **2.2. Історія створення планера Бланік Л-13 та розповсюдження планера**

Розробка почалася у 1954 році в авіаційному науково-дослідному інституті (VZLU) у Празі-Летняні під керівництвом головного інженера Карел Длохи. Два прототипи були завершені в 1956 році в майстерні ВЗЛУ у Височані, а дебютний політ першого з них був у березні того ж року. Завод Kupařovice взяв документацію і налаштував виробництво в 1957 р., після цього було скорочено передню частину фюзеляжу. Це відбулося завдяки заміні шпорочного колеса на ковзаючу опору і модифікації хвоста до складного механізму для полегшення транспортування, цей тип було введено в серійне виробництво.

Виробництво було припинено у 1978 році з випуском у кількості 2616 штук, більшість з яких досі працює у більш ніж 40 країнах світу. Цей літак входить до числа найбільш успішних продукцій авіаційної промисловості. У 1981-1982 роках виконана невелика серія модернізованих версій L-13A з більш міцною основною системою.

У 1960-х роках на Бланіку було встановлено серію світових рекордів по дальності польоту, а одномісні модифікації *Démant* і L-21 *Spartak* були створені спеціально для участі чеської команди в чемпіонатах світу 1956 і 1958 років.

Загалом L-13 випущено більше 3000 штук.

Оскільки планер Бланік Л-13 випускався для використання по всьому світу впродовж довгого часу, досить велика кількість планерів і досі мають ресурс. Відповідно до цього слід вважати, що проект є доцільним, оскільки у разі створення економічно вигідної конструкції моторної установки досить велика кількість володарів цього планеру зможуть скористатися даною установкою.

Також слід зазначити, що на даний планер вже було накладено певні обмеження у використанні. Наприклад, було обмежено виконання пілотажу на



планерах даного типу у деяких регіонах. Цей факт також необхідно враховувати при проектуванні моторної установки.

### **2.3. Огляд конструкції планера та його технічних характеристик**

Літак побудований за аеродинамічною схемою вільнонесучого високоплана з крилом від'ємної стрілоподібності і однокільовим оперенням. Фюзеляж цільнометалевий овального перерізу. Шасі прибирається. Загальний вид літака Бланік Л-13 наведений на рис. 2.1.

Рис.2.1. Загальний вид літака Бланік Л13

При виготовленні планера літака застосовуються алюмінієві сплави (Д16, В95 різних ступенів термообробки і т.д.). Для виготовлення ліхтаря використовується оргскло для інших елементів, таких як ущільнювач та костиль використовується гума. Вуглепластик та інші композитні матеріали не використовуються в конструкції даного планера.

Широко використовуються заклепочні з'єднання також використовуються фітингові, клейові, зварні, болтові з'єднання. Зокрема заклепочні з'єднання застосовуються при кріпленні обшивки до каркасу.

Крило - вільнонесуче, цільнометалеве, трапецієдальної форми, складається з центроплана та двох консолей.

Силовий набір кожної консолі складається з:

- повздовжнього силового набору (лонжерон, стрингери);
- поперечного силового набору (33 нервюри);
- дюралевої силової обшивки.

Повздовжній силовий набір працює на вигинання, поперечний силовий набір надає консолі необхідного аеродинамічного профілю.

Передня частина обшивки склепана з лонжероном по типу труби, що забезпечує жорсткість на скручування.

Така конструкція має назву кессон.

Набір стрингерів найчастіше розташований біля фюзеляжа і стає рідким наприкінці консолі, що відповідає розподілу навантаження у польоті.

Фюзеляж планера Л-13 «Бланік» цілнометалевий, овального перетину, складається з двох складових:

- передня частина;
- задня частина.

У передній частині фюзеляжа розташовані:

- дві пілотські кабіни з кріслами пілотів, приборними дошками, органами керування та прив'язною системою;
- шасі з амортизатором у ніші між 4-м и 5-м шпангоутами;
- багажне відділення між 5-м и 6-м шпангоутами, що складається з 2-х частин: верхній багажник, необхідний для розміщення і встановлення радіостанції LS -4/I, аккумуляторної батареї NKNO-6 та барографа, і нижній багажник, необхідний для розміщення умформера, аккумуляторної батареї 12-A-10 та особистих речей та приладь пілотів.

На шпангоуті № 5 розташовані передні вузли навіски консолей крила.

На шпангоуті № 6 розташовані основні вузли навіски консолей.

До шпангоуту № 1 кріпиться носовий відкидний обтікач (кок) та буксирний замок.

Кабіни пілотів закриваються відкидною частиною застібки - ліхтарем кабіни.

Одним з можливих варіантів розташування моторної установки є розміщення в передній частині фюзеляжу – перед ногами переднього пілота. Така конструкція є досить розповсюдженою, як, наприклад, в аналогах, які були приведені в першому розділі.

Для такого розташування треба буде враховувати місце для педалей в кабіні та заміну кока.

Також необхідно буде врахувати відстань носової частини від земної поверхні для того, щоб правильно підібрати пропелер.

Розташування акумулятора буде типовим – у крилі. Конструкція крила також була розглянута, але в подальшому у проекті увага буде приділятися саме моторній установці.

## **Висновок**

В даному розділі було обрано модель навчально-тренувального мотопланера для подальшої роботи. Також було розглянуто його історію створення, для перевірки задачі на актуальність, та після цього – конструкцію даного ЛА.

### 3. РОЗРАХУНОК НЕОБХІДНОЇ ТЯГИ.

Якщо можливо, компоненти будуть обрані серед комерційно доступних рішень. Було б нерозумно оцінювати параметри розробленої системи, не враховуючи, які варіанти є в даний час. Електродвигун - серце системи. Перший крок - оцінка технічних характеристик необхідного двигуна. Потім слід вибрати конкретну модель серед усіх доступних варіантів. Вся установка буде розроблятися в подальшому навколо обраного двигуна.

Зі збільшенням висоти щільність повітря зменшується - для двигуна внутрішнього згорання відповідно стає менше кисню. Результат - менша потужність двигуна. Електродвигуни не страждають від цієї проблеми і забезпечують однакову потужність на будь-якій висоті. Електродвигуни мають цю перевагу перед двигунами внутрішнього згорання.

Слід врахувати, що підйомна сила, що створюється профілем, також зменшується, тобто відповідно зменшується сила, що створюється профілем крила та ефективністю гвинта. Однак ефективність гвинта є складним поняттям і в деяких випадках ефективність може фактично підвищуватися з висотою. Для наших розрахунків буде враховано одне загальне значення ефективності.

Мінімальна необхідна тяга для рівня  $P$  польоту не залежить від висоти. Єдине, що змінюється – це швидкість, відповідно до якої змінюється значення наявної тяги. Висновок полягає в тому, що максимальна аеродинамічна якість не залежить від висоти, але на більших висотах відбуватиметься з більшою швидкістю. На рис. 3.1 показано, як  $P$  змінюється з висотою.

Рис. 3.1. Вплив висоти на значення мінімальної необхідної тяги

Для підбору двигуна буде врахована швидкість на рівні моря для оптимальної потужності, оскільки саме це значення надають виробники планерів.

Слід пам'ятати, що максимальна АК не залежить від висоти та залишається постійною протягом польоту.

### 3.1. Основні рівняння

Швидкість підйому залежить від надлишкової потужності, яка є різницею між наявною потужністю  $P_n$  і необхідною потужністю  $P_p$ . Для літака, керованого гвинтом,  $P_n$  є відносно постійним і не залежить від зміни швидкості. Тому найбільша надлишкова потужність відбудеться в точці, де  $P_p$  є найнижчою, як це видно на рис. 3.2. Можна зробити висновок, що ця точка (а відповідно до неї і значення швидкості) виникає, коли аеродинамічна якість знаходиться на максимумі. На цій швидкості планер має найбільше значення підйомної сили по відношенню до сили опору. Значення АК та швидкість, за якої вона досягається, надаються виробниками планера

Рис. 3.2. Залежність вертикальної швидкості від горизонтальної

На рис. 3.3 зображено полярну швидкостей для планера Бланік Л-13. Цей планер має найбільше значення аеродинамічної якості на швидкості 85 кілометрів за годину.

Для продовження обчислень до технічних характеристик планера необхідно додати деякі розрахункові значення. Перш за все, необхідно оцінити загальну вагу проектуваної системи. Доцільне значення - загальна вага 50 кг (з акумуляторами). Для порівняння, загальна вага силової установки для планера ASG 32 E1 біля 40 кг.

Для розрахунку злітної маси візьмемо такі значення:

$m_d = 292$  кг, маса планеру

$m_o = 30$  кг, маса обладнання та вантажу

$m_p = 100$  кг, маса екіпажу

$m_y = 50$  кг, маса установки

$$m = m_l + m_o + m_n + m_y = 292 + 30 + 100 + 50 = 472 \text{ кг}$$

Оскільки вага даного ЛА також відома, тому зі значення аеродинамічної якості можливо вирахувати силу супротиву на цій швидкості.

$$K = Y / X$$

$$Y = G = m \cdot g$$

$$Y = 472 \cdot 9,8 = 4625 \text{ Н}$$

$$X = \frac{Y}{K} = \frac{4625 \text{ Н}}{28} = 165 \text{ Н}$$

$K$  – аеродинамічна якість, на даній швидкості  $K = 28$

$m$  – максимальна злітна маса 500 кг

$g$  – 9,8 м/с<sup>2</sup>

Також необхідно враховувати супротив, що буде створений силовою установкою, яка буде встановлена на навчальний планер. Але оскільки планується встановлювати двигун в передній частині планера – конструкція планера не буде змінена на стільки сильно, щоб внести вагомий вклад в зміну супротиву. Більше того, навколо двигуна планується розміщення обтікача розробленого за тим самим принципом, що і оригінальний кок. Тобто форма фюзеляжу зміниться досить незначно. Опір, що може створюватися гвинтом в даному випадку враховуватися не буде, оскільки в даному випадку в процесі роботи гвинт створює тягу.

Таким чином загальний опір буде приблизно дорівнювати 175 Н.

Для того, щоб розрахувати загальну тягу, скористаємося формулою для розрахунку максимальної вертикальної швидкості:

$$V_v = \frac{P_n - P_n}{m} = \frac{P * V - X * V}{m}$$

, де  $P_n$  – наявна потужність

$P_n$  – потрібна потужність

$m$  – маса

V – швидкість

P – тяга

Таким чином, формула для розрахунку тяги буде виглядати наступним чином:

$$P = \frac{V_{в} * m * g}{V} + X = \frac{2 * 472 * 9,8}{85} + 165 = 273 \text{ Н}$$

, де V<sub>в</sub> – вертикальна швидкість

X – сила опору

V – швидкість при максимальній АК

g – 9,8 м/с<sup>2</sup> прискорення вільного падіння

Потужність двигуна буде розрахована за формулою:

$$P \partial = T * V$$

V, швидкість, необхідно перевести в м/с

$$V = 85 \frac{\text{км}}{\text{год}} = 85 / 3,6 \frac{\text{м}}{\text{с}} = 23,61 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Тоді:

$$P \partial = 273 * 23,61 = 6,45 \text{ кВт}$$

Варто помітити, що якість в даному випадку не сильно впливає на фактичну потужність, яку треба отримати від двигуна. В даному випадку бачимо, що значний вплив має вертикальна швидкість набору висоти та горизонтальна швидкість. В таблиці 3.1 наведено параметри потужності, яка необхідна для польоту з даною горизонтальною швидкістю та набором висоти відповідно для 1 м/с та 2 м/с.

Таблиця 3.1. Розрахунок необхідної потужності при 2 м/с

Тип ЛА:		Бланік Л-13				
Вага (кг) :		472				
Вертикальна швидкість (м/с)		2				
Горизонтальна швидкість	Горизонтальна швидкість (м/с)	АК	Опір X (Н)	Вертикальна швидкість	Необхідна тяга P, (Н)	Необхідна потужність

(км/год)				(м/с)		(кВ)
60	17.14	24.5	188.85	2	343.04	5.88
65	18.57	25.8	179.31	2	321.63	5.97
70	20.00	27.0	171.13	2	303.29	6.07
75	21.43	27.8	166.19	2	289.54	6.20
80	22.86	27.9	165.92	2	281.56	6.44
85	24.29	28.2	163.78	2	272.62	6.62
90	25.71	27.1	170.87	2	273.66	7.04

Продовження табл. 3.1.

95	27.14	26.7	187.43	2	284.82	7.73
100	28.57	25.3	182.92	2	275.43	7.87
105	30.00	25.4	181.92	2	270.02	8.10
110	31.43	25.1	183.95	2	268.05	8.42
115	32.86	23.5	197.07	2	277.51	9.12
120	34.29	21.4	215.83	2	292.93	10.04
125	35.71	19.8	233.10	2	307.11	10.97
130	37.14	18.6	249.04	2	320.20	11.89
135	38.57	17.5	263.80	2	332.32	12.82
140	40.00	17.4	265.94	2	332.02	13.28

Таблиця 3.2. Розрахунок необхідної потужності при 1 м/с

Тип ЛА:		Бланік Л-13				
Вага (кг) :		472				
Вертикальна швидкість (м/с)		1				
Горизонтальна швидкість (км/год)	Горизонтальна швидкість (м/с)	АК	Опір X (Н)	Вертикальна швидкість (м/с)	Необхідна тяга P, (Н)	Необхідна потужність (кВ)
60	17.14	24.5	188.85	1	265.95	4.56
65	18.57	25.8	179.31	1	250.47	4.65
70	20.00	27.0	171.13	1	237.21	4.74
75	21.43	27.8	166.19	1	227.87	4.88
80	22.86	27.9	165.92	1	223.74	5.11
85	24.29	28.2	163.78	1	218.20	5.30
90	25.71	27.1	170.87	1	222.26	5.72
95	27.14	26.7	187.43	1	236.12	6.41
100	28.57	25.3	182.92	1	229.17	6.55
105	30.00	25.4	181.92	1	225.97	6.78
110	31.43	25.1	183.95	1	226.00	7.10
115	32.86	23.5	197.07	1	237.29	7.80



120	34.29	21.4	215.83	1	254.38	8.72
125	35.71	19.8	233.10	1	270.10	9.65
130	37.14	18.6	249.04	1	284.62	10.57
135	38.57	17.5	263.80	1	298.06	11.50
140	40.00	17.4	265.94	1	298.98	11.96

Також, для прикладу порахуємо дані для Sinus 912, який також має схожу АК та двигун, що розміщений спереду, дані розрахунків наведено у таблицях 3.3 та 3.4.

Таблиця 3.3. Розрахунок необхідної потужності при 2 м/с

Тип ЛА:		Sinus 912				
Вага (кг) :		600				
Вертикальна швидкість (м/с)		2				
Горизонтальна швидкість (км/год)	Горизонтальна швидкість (м/с)	АК	Опір X (Н)	Вертикальна швидкість (м/с)	Необхідна тяга P, (Н)	Необхідна потужність (кВ)
130	37.14	23.7	119.32	2	209.78	7.79
135	38.57	25.4	114.50	2	201.61	7.78
140	40.00	26.3	113.87	2	197.87	7.91
145	41.43	27.2	113.65	2	194.75	8.07
150	42.86	27.2	116.67	2	195.07	8.36
155	44.29	27.2	119.89	2	195.76	8.67
160	45.71	27.2	123.31	2	196.81	9.00
165	47.14	26.3	129.98	2	201.25	9.49
170	48.57	24.6	140.55	2	209.73	10.19
175	50.00	23.7	148.32	2	215.52	10.78
180	51.43	21.9	160.94	2	226.27	11.64
185	52.86	21.1	170.07	2	233.64	12.35
190	54.29	20.2	179.80	2	241.69	13.12
195	55.71	19.0	196.36	2	256.67	14.30
200	57.14	18.6	208.10	2	266.90	15.25
205	58.57	18.0	208.10	2	265.47	15.55
210	60.00	17.8	208.10	2	264.10	15.85
215	61.43	17.3	208.10	2	262.80	16.14
220	62.86	16.7	220.75	2	274.20	17.24
225	64.29	15.8	234.43	2	286.70	18.43

Таблиця 3.4. Розрахунок необхідної потужності при 1 м

Тип ЛА:	Sinus 912				
---------	-----------	--	--	--	--

Вага (кг) :		600				
Вертикальна швидкість (м/с)		1				
Горизонтальна швидкість (км/год)	Горизонтальна швидкість (м/с)	АК	Опір X (Н)	Вертикальна швидкість (м/с)	Необхідна тяга P, (Н)	Необхідна потужність (кВ)
130	37.14	23.7	119.32	1	164.55	6.11

Продовження табл. 3.4.

135	38.57	25.4	114.50	1	158.06	6.10
140	40.00	26.3	113.87	1	155.87	6.23
145	41.43	27.2	113.65	1	154.20	6.39
150	42.86	27.2	116.67	1	155.87	6.68
155	44.29	27.2	119.89	1	157.83	6.99
160	45.71	27.2	123.31	1	160.06	7.32
165	47.14	26.3	129.98	1	165.62	7.81
170	48.57	24.6	140.55	1	175.14	8.51
175	50.00	23.7	148.32	1	181.92	9.10
180	51.43	21.9	160.94	1	193.61	9.96
185	52.86	21.1	170.07	1	201.85	10.67
190	54.29	20.2	179.80	1	210.75	11.44
195	55.71	19.0	196.36	1	226.51	12.62
200	57.14	18.6	208.10	1	237.50	13.57
205	58.57	18.0	208.10	1	236.78	13.87
210	60.00	17.8	208.10	1	236.10	14.17
215	61.43	17.3	208.10	1	235.45	14.46
220	62.86	16.7	220.75	1	247.48	15.56
225	64.29	15.8	234.43	1	260.56	16.75

### Висновок

Виконано приблизний розрахунок злітної маси ЛА. Після чого пораховано необхідну силу тяги, що має створювати установка для заданих умов польоту. На основі цього виконано розрахунок необхідної потужності двигуна для різних випадків. Всі ключові дані наведено у таблицях 3.1 та 3.2.

### 4. ПІДБІР ДВИГУНА. ПОПЕРЕДНІ ЗАМІРИ.

Класифікацію електричних двигунів можна побачити на рис. 4.1.

Рис. 4.1. Класифікація електричних двигунів.

#### **4.1. Типи електричних двигунів.**

Існує кілька різновидів електродвигунів: вони можуть працювати від постійного, пульсуючого або змінного струму. У всіх випадках їх робота заснована на явищі електромагнітної індукції. Відмінність між цими трьома типами електродвигунів полягає в конструкції кожного механізму і способі живлення приводу.

Колекторний електродвигун має свої недоліки:

підвищений рівень шуму при роботі; необхідність заміни деталей (труться щітки і колектор); перешкоди через іскріння щіток і перемикання обмоток якоря.

Електричні мотори змінного струму можуть живитися одно-, дво- або трифазним струмом. Трифазні, в свою чергу, діляться на синхронні і асинхронні електродвигуни.

Зовні вони практично ідентичні, статори мають однакову конструкцію і виконують одну й ту ж функцію - створюють обертове магнітне поле. Відмінність полягає в роботі роторів. Безсумнівною перевагою двигунів змінного струму є рекуперація, тобто здатність генерувати енергію в процесі гальмування електромобіля і збереження її в акумуляторі.

В синхронному двигуні ротор і магнітне поле статора рухаються з однаковою швидкістю. Синхронні двигуни потужністю в сотні кіловат мають на роторі додаткові обмотки збудження. У електродвигунах меншої потужності полюса утворюються постійними магнітами. Подібні пристрої використовують там, де необхідна постійна частота обертання, незалежно від навантаження. Такі мотори здатні генерувати реактивну потужність.

У більшості сучасних електромобілів використовується асинхронний, або індукційний двигун. Відмінністю такого електромотора є те, що швидкість обертання ротора в ньому менше швидкості обертання електромагнітного поля.

Швидкість такого мотора залежить від частоти змінного струму, тобто Змінивши частоту струму, можна змінити швидкість обертання, що дозволяє легко контролювати швидкість електродвигуна. Швидкість обертання двигуна такого типу може скласти від 0 до 18 000 оборотів в хвилину.

Наприклад, в електромобілях найчастіше зустрічаються асинхронні двигуни з короткозамкненим ротором, що обґрунтовується їх компактністю, довговічністю, високою продуктивністю і простотою використання (приклад установки з такої машини показано на рис. 4.3). В даній роботі планується розглянути встановлення двигуна з однієї з таких машин.

Рис. 4.3. Електрична силова установка з автомобіля

## **4.2. Вибір двигуна для використання в установці для планера Бланік Л-13. Попередні заміри.**

Насправді, оскільки за мету було поставлено виготовлення якомога дешевшої силової установки – є сенс розглянути електродвигуни з електрокарів, які були повернені по гарантії, або в яких були виявлені поломки, що змусили власника поміняти автомобіль, або ж двигуни з тих машин, що потрапили в аварію, проте не зазнали сильних пошкоджень в області розташування електричного приводу. Таких електромобілів на сьогоднішній день досить багато як за кордоном, так і в Україні. Зокрема це обумовлено законами, що вводилися в Україні щодо імпорту електромобілів.

В моєму випадку встановлення такого двигуна особливо актуально, оскільки є знайомий, що працює в сфері ремонту та обслуговування таких автомобілів. З

Його досвіду досить часто з'являються в наявності схожі двигуни, які на електрокарі вже не потрібні і які можна придбати за невелику ціну.

На даний момент найбільш популярними на сервісі були машини Kia, тому в подальшому мотор та батареї будуть підбиратися з тих, що встановлюються на машини цього виробника. Мотор від автомобіля Kia Ніо гібрид було обрізано з метою полегшення конструкції та прибирання зайвих елементів, як зображено на рис. 4.3.

Після транспортування мотору на аеродром у мене була можливість приміряти цей двигун до Бланіка. Для цього було знято кок та за допомогою декількох людей я мав змогу фактично приміряти електродвигун (рис.4.4) та приблизно розрахувати його місце для кріплення в подальшому. Заміри показали, що розміри двигуна в обрізаному стані якраз підходять до розмірів першого шпаногуту, біля якого планується кріпити двигун.

Параметри двигуна, що встановлюється наступні:

робочий діапазон обертів: від 0 до 4000 об/хв

потужність: 40 кВт

напруга: 300 В

Рис. 4.3. Двигун від автомобіля Kia Ніо гібрид

Рис. 4.4. Розташування двигуна.

Також, на даному етапі було проведено заміри фактичних розмірів переднього шпаногута для подальшої розробки кріплення двигуна. Процес замурі показано на рис. 4.5 та 4.6.

Рис. 4.5 Замір ширини 1 шпангоута

Рис. 4.6. Передня частина зі знятим коком.

### **Висновок**

В даному розділі було розглянуто різні варіанти електричних двигунів та обрано певний двигун з урахуванням технологічних особливостей цього двигуна та його доступності. Також було проведено попередні заміри та розраховано розташування двигуна відносно першого шпангоута.

## **5. РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ГВИНТА.**

Оптимальний вибір гвинта - одне з найскладніших завдань, оскільки складно провести точні розрахунки. У багатьох випадках після першого польоту прототипу гвинт необхідно дивитися та у разі необхідності замінювати його більш оптимальним. Практично неможливо точно передбачити правильні робочі значення. В даній роботі не буде розглядатися конструкція деталей гвинта – форми лопаті, кручення, профіля тощо. Тобто використовуватися буде гвинт, що максимально підходить до розрахункових значень та який буде придбаний у виробника гвинтів.

### **5.1. Типи гвинтів.**

Пропелери можна класифікувати багатьма способами. Одна з найбільш загальних класифікацій стосується кількості лопатей. Загалом, чим менша кількість лопатей, тим краща ефективність – кожна попередня лопать збуджує потік повітря перед наступною лопатю. Існує безліч варіантів гвинта, які мають свої переваги: однолопатеві гвинти (мають найкращі аеродинамічні характеристики, проте нечасто задача балансування стає досить проблемною), дволопатеві (найпоширеніший варіант та найпростіший у виробництві) та багатолопатеві (використовуються для створення більшої тяги при малому діаметрі - компактне, але трохи менш ефективне рішення). На рис. 5.1 показано порівняння одно-, двох- і багатолопатевої систем.

Варто помітити, що при використанні системи з кріпленням двигуна в передній частині прибирання всієї установки в фюзеляж неможливе (на відміну від варіанту кріплення в хвостовій частині). Також, прибирання було б неможливим при встановленні багатолопатевого гвинта. У випадку, що розглядається в даній роботі планується розташування гвинта зпереду, а тому буде використовуватися дволопатева складна гвинт.

Рис. 5.1. Використання різної кількості лопатей на системах, що встановлюються на планерах.

Інша класифікація ділить гвинти на дві категорії – з фіксованим та змінним кроком. Основна перевага конструкції зі змінним кроком – можливість підтримувати оптимальний кут атаки, оскільки швидкість літака змінюється. Пропеллер такого класу не було б доцільно використовувати в даному випадку, силова установка розробляється для постійної швидкості польоту з заданою швидкістю набору висоти. Також, гвинт з фіксованим кроком значно простіший у виробництві, та, відповідно, дешевший. Для уникнення складностей та для забезпечення якомога меншої ваги установки, що може бути пов'язаним з керуванням кроком, буде використовуватися повітряний гвинт з фіксованим кроком. Слід зазначити, що на сьогоднішній день у всіх системах на планерах використовуються гвинти з фіксованим кроком.

Деякі гвинти можна скласти, наприклад, п'ятилопатовий гвинт на рис. 5.1. Таким чином опір значно зменшується. Також, це дає додаткий запас по нахилу повздовжної осі планера відносно землі при посадці та значно зменшує ризик пошкодження гвинта у випадку нахилу носової частини планера, як, наприклад, буває при гальмуванні.

## **5.2. Розрахунок основних геометричних параметрів гвинта.**

Безколекторний електродвигун веде себе інакше, ніж двигун внутрішнього згоряння. Якщо навантаження занадто велике, електродвигун намагатиметься підтримувати свої обороти, при цьому струм буде збільшуватися і може перевищити допустимі межі. У той же час ефективність такого перевантаженого мотора буде знижена. ДВС двигун працює інакше: в цьому випадку у нього просто



будуть зменшені оберти за хвилину і не буде виникати великих проблем. Електродвигун може пошкодитися в таких умовах. Саме тому умови вибору пропелера для електродвигуна дещо відрізняється. Добре підібраний гвинт дозволить двигуну працювати на вибраному безпечному рівні потужності. Можна вибрати різні гвинти, що призведе до різного рівня потужності, але в той же час обороти мотора будуть схожими.

Перший крок - оцінка діаметра гвинта. Розмір гвинта продиктований геометричними обмеженнями - менший гвинт веде до більш компактної системи. З іншого боку, великий пропелер буде створювати тягу з більшою ефективністю. Як і у випадку з побудовою крила літака, велике подовження гвинта призводить до підвищення ефективності. Такого результату можна досягти за рахунок зменшення хорди лопатей. Проте, такий вибір призводить до зменшення кількості потужності. Всі ці складні взаємозалежності роблять вибір гвинта дуже складним. Для початкової оцінки скористуємося емпіричним рівнянням. Дане рівняння поєднує співвідношення діаметра гвинта та потужності двигуна, на який той буде встановлюватися.

$$D = 18 * (N)^{\frac{1}{4}}$$

, де N – потужність двигуна в кінських силах

$$N = 40 \text{ кВт} = 54,38 \text{ кс}$$

$$D = 18 * (48,88)^{\frac{1}{4}} = 48,88''$$

Згідно з формулою, діаметр, що отримано, вимірюється в дюймах. Переведемо значення в мм для зручності в розрахунках.

$$D = 48,88'' = 124,15 \text{ см}$$

Це лише приблизний розрахунок. Варто також враховувати той факт, що використання двигуна на повну потужність не знадобиться, враховуючи попередні розрахунки. Також, беручи до уваги відстань від осі обертання двигуна до землі,

що було виміряно раніше, доцільно взяти гвинт діаметром 110 см для того, щоб мати запас по нахилу планера на зльоті.

Тепер необхідно перевірити швидкість, що буде на кінцівці пропелера, чи не перевищує вона швидкість звуку. Для цього можна скористатися наступною формулою:

$$V_{\kappa} = \sqrt{V_{\kappa 0}^2 + V^2}$$

, де  $V_{\kappa 0}$  – колова швидкість кінцівки гвинта

$V$  – максимальна швидкість руху літака відносно повітря

$$V_{\kappa 0} = \frac{\pi * \nu * D}{60}$$

$\nu = 4000$  обертів за хвилину, діаметр в метрах – 1,1 м.

$$V_{\kappa 0} = \frac{\pi * 4000}{60} * 1,1 = 230 \text{ м/с}$$

$$V_{\kappa} = \sqrt{230^2 + 44^2} = 234 \frac{\text{м}}{\text{с}} = 0,67 \text{ Маха}$$

Швидкість звуку на рівні моря приблизно 340 м/с, що значно вище за швидкість кінцівки пропелера (0,67 Маха). Це означає, що з даним гвинтом ця установка буде працювати ефективно та безпечно.

Крок гвинта - це відстань, яку гвинт проходить по повітрю за один оберт (якщо припустити, що ковзання відсутнє). Крок безпосередньо пов'язаний з кутом атаки лопаті. На рис. 5.2. показані параметри гвинта.

Рис. 5.2. Діаметр, радіус та крок гвинта

Оскільки діаметр вже розраховано, треба порахувати який кут нахилу лопаті підходить найбільше для цієї установки. Оскільки кут нахилу напряду пов'язаний з кроком гвинта, а другою основною характеристикою повітряного гвинта, окрім діаметра, є саме крок – розрахуємо цей показник.

Взаємозв'язок між максимальною теоритичною швидкістю ЛА -  $V_m$ ,  $\nu$  – кількістю обертів на хвилину та кроком описаний у наступному рівнянні. Безщітковий електродвигун суттєво не збільшуватиме обертів, при прискоренні літака. Коли швидкість літака наближається до  $V_m$ , тяга наближається до нуля (не враховуючи тяги, що створюється профілем лопаті і буде присутньою навіть при куті атаки в  $0^\circ$ ). Таким чином, літак не може рухатись в польоті швидше, ніж певна швидкість  $V_m$ . Вказане рівняння також враховує ковзання гвинта. Для рохрахунку зроблене припущення та ковзання гвинта приблизно враховане в коефіцієнт ефективності гвинта.

$$V_m = \frac{\nu}{60} * H * (100\% - S) = \frac{\nu}{60} * H * k$$

, де  $V_m$  – максимальна теоритична швидкість

$\nu = 4000$  обертів за хвилину

$H$  – крок гвинта

$S$  – ковзання гвинта

$k$  – ефективність гвинта

$$H = \frac{\frac{V_m * 60}{\nu} * 1}{k} = \frac{\frac{44 * 60}{4000} * 1}{0.8} = 0,825 \text{ м}$$

## Висновок

В даному розділі обчислено основні геометричні параметри гвинта, що необхідні для ефективної роботи установки. Таким чином, необхідно буде встановити гвинт з наступними параметрами: діаметр – 110 см, крок – 82 см.

## **6. ВИБІР ТИПУ АКУМУЛЯТОРА ТА ВИЗНАЧЕННЯ ЙОГО ХАРАКТЕРИСТИК.**

Електричні літальні апарати потребують джерел електроенергії з високою питомою енергією, щоб досягти бажаних результатів у польоті. Питома енергія - це кількість енергії на одиницю ваги. Акумулятори також повинні забезпечувати достатню потужність. Доступна потужність на одну вагу називається питомою потужністю. Також має братися до уваги струмовіддача батареї, що також не мало важливо при виборі елементів. Наступним фактором, який слід врахувати, є час роботи акумулятора. По мірі використання акумулятора його ємність зменшується. Час життя акумулятора оцінюється за циклами заряду. Рейтинг часу роботи акумулятора визначається за кількістю циклів, перш ніж акумулятор втратить певний відсоток ємності (як правило, 20%).

### **6.1. Огляд різних типів акумуляторів.**

У таблиці 6.1 показані різні типи акумуляторів та відповідні значення питомої енергії та щільності енергії хімічної сполуки.

Таблиця 6.1 Приблизні параметри різних типів акумуляторів

Тип	Питома енергія Вт/кг	Щільність Вт/л
Pb	40	90
Cd/Ni	60	130
NiMh	80	215
Li-Ion	135	320

На сьогоднішній день літій-іонні акумулятори мають найвищі показники з точки зору питомої енергії та потужності. Літєві батареї будуть розглянуті для цього проекту. Слід зазначити, що навіть літєві батареї все ще відстають від горючого палива з точки зору питомої енергії. Це означає, що за тієї ж ваги може зберігатися більше енергії в паливі, наприклад, у бензині. Тобто політ з паливом,

швидше за все, буде довшим, навіть якщо врахувати низьку ефективність двигунів внутрішнього згоряння.

Еволюція літій-іонних (Li-Ion) акумуляторів пройшла дуже швидко. В останні роки вони стали популярним джерелом енергії для різних портативних електронних пристроїв, таких як телефони, ноутбуки та аудіоплеєри. Вони також знайшли застосування в аерокосмічних додатках - в електричних інструментах для космонавтів також використовуються батареї даного типу. Як видно на рис. 6.1. літій-іонні акумулятори мають одні з найвищих показників серед усіх інших варіантів.

Рис. 6.1 Графік питомої енергії та потужності акумуляторів з різних хімічних сполук

Перевагами літієвих акумуляторів, є наступні:

- Висока питома енергія та потужність
- Низький саморозряд (батарея може зберігатися тривалий час)
- Тривалий життєвий цикл (витримує багато циклів зарядки)
- Без ефекту пам'яті і без обслуговування
- Широкий діапазон робочих температур

На жаль, літій-іонні акумулятори мають також кілька недоліків:

- Висока вартість
- Потреба в захисті від перезарядки (захист зарядним пристроєм)
- Захист від надмірного розряду (реалізується контролером двигуна)
- Підвищена небезпека у використанні

Основні проблеми в плані безпеки літій-іонних акумуляторів виникають через те, що активні компоненти є високоенергетичними, а електроліт - горючим.

У разі перегріву (наприклад, у разі перевищення струму або перезарядку) акумулятор може запалитися. Тим не менш пробивання окремих банок не обов'язково призводить до самозапалення.

В результаті краш-тестів, проведених виробниками автомобілів під час програм розвитку, зроблено висновок, що літій-іонні акумулятори можна використовувати як джерело енергії в транспортних засобах

Експерименти показали, що під час сильних ударів акумулятора при швидкості більше 50 км/год батареї не вибухали, проте іскри під час аварії призвели до пожежі, горіння електроліту, що продовжувалося протягом 15 хв., а потім легко гасилося. Наприкінці експерименту найчастіше лише модулі акумуляторів у зоні аварії були знищені. Спостереження ж були приблизно наступними: «Вибуху не було, пожежа не була драматичною, і її можна було легко погасити за короткий час, був дуже повільний перехід запалення до інших модулів».

## **6.2. Вибір акумулятора, розрахунок основних характеристик.**

Беручи до уваги всі фактори, можна сказати, що літєві батареї дійсно придатні для живлення електричного планера. Проте важливо при цьому вживати певні заходи з безпеки, такі як:

- 1) Встановлення запобіжників, щоб уникнути короткого замикання
- 2) Контроль напруги та температури - у разі будь-яких аномалій акумулятор слід відключити. Крім того, контролер має захист від перерозряду. Коли напруга в акумуляторній батареї досягне мінімального рівня, живлення автоматично відключається.
- 3) Балансування комірок під час зарядки - зарядний пристрій має керувати збалансованим зарядом кожного елемента батареї. У випадку сильно незбалансованих банок існує ризик перезарядки або надмірного розрядження одиничних комірок, оскільки напруга

акумулятора не буде поділена однаковою мірою на всі комірки в акумуляторній батареї.

- 4) На випадок пожежі конструкція має бути побудованою таким чином, щоб пожежа могла бути локалізована

Існує багато типів літій-іонних акумуляторів, залежно від хімії та матеріалів, що використовуються для анода, катода та електроліту. Електроліт складається з солей літію в органічному розчиннику. Існує тип літєвих акумуляторних батарей, в яких використовується полімерний електроліт. Ці батареї називають літій полімерними акумуляторами (Li-poly).

Є дві основні переваги Li-poly перед стандартними Li-ion акумуляторами. По-перше, оскільки електроліт гелеподібний, для батареї Li-poly не обов'язково встановлювати металевий корпус, а тому вони навіть легші за літій-іонні акумулятори. Найвища доступна питома енергія, що перетворюється на велику тривалість польоту без дозарядки. Друга перевага – більша токовіддача, що дозволяє покращити безпечність використання батареї через розширення робочого діапазону струмів. Li-poly акумулятори можуть легко віддавати високий струм, необхідний для роботи безколекторного двигуна.

Li-poly акумулятори безумовно є кращим варіантом для даного проекту, проте вони дещо дорожчі за Li-ion. Також, досить велику роль грає доступність елементів. Як зазначалося раніше, в даному проекті будуть використовуватися деякі частини електричних та гібридних автомобілів. Відповідно і батареї планється збирати з тих елементів, що придатні до використання після часткового пошкодження батареї від автомобіля.

При використанні Li-Ion батарей також варто враховувати залежність його характеристик від температури. Не зважаючи на те, що навчальні польоти взимку на даний момент не планується проводити, але вже з досвіду видно, що навіть в

травні можливі польоти при температурі біля 10 градусів за Цельсієм. Таку залежність від температури зображено на рис. 6.2.

Рис. 6.2. Залежність напруги Li-ion акумулятора в залежності від температури

Для даного проекту будуть використовуватися акумулятори від автомобіля Kia Соул гібрид. На даному транспортному засобі використовуються парні комірки по 4,2 В 72 А\*год. Для того, щоб отримати робочу напругу приблизно в 300 В буде використовуватися відповідно послідовно треба буде з'єднати 72 комірок. По сумі напруга такої батаереї буде дорівнювати  $72 \cdot 4,2 = 302,4$  В. Ємність загальної батареї не зміниться, оскільки для набору необхідної напруги буде використовуватися послідовне з'єднання. Загальна ємність акумулятора, що буде зібрано – 72 А\*год. Фото акумулятора, елементи з якого зараз будуть вибиратися та проходити перевірку можна побачити на рис. 6.3.

Рис. 6.3. Процес перевірки та перепакування акумулятора від автомобіля Соул Гібрид

### **Висновок**

Проведено порівняння акумуляторів різних типів та визначено оптимальний варіант. Для проекту обрано акумулятор на основі літій-іонної хімічної сполуки. Комірки акумулятора будуть вилучатися з автомобілів, проходити перевірку та в подальшому пакуватися для установки в планер. Загальна енергоємність зібраної батареї буде 21,8 кВт\*год.



## **7. ПРОЕКТУВАННЯ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ. РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ.**

Виконання просторової моделі та силових елементів проводилось в програмі «КОМПАС-3D v18.1».

Просторову модель зображено на рис. 7.1. На рисунках 7.2, 7.3 та 7.4 зображено зіставлення просторової моделі та реального паленра Бланік Л-13.

Рис. 7.1. Просторова модель моторами.

Рис.7.2. Зіставлення просторової моделі та реального паленра Бланік Л-13.

Рис.7.3. Зіставлення просторової моделі та реального паленра Бланік Л-13. Вид збоку.

Рис.7.4. Зіставлення просторової моделі та реального паленра Бланік Л-13.

## ВИСНОВОК ДО ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

В рамках дипломного проекту виконано наступне:

- проведено аналіз існуючих типів планерів та їх застосування;
- розглянуто планери-аналоги з параметрами, що підходять до умов проекту;
- зформована мета та завдання, які мають бути виконані в рамках дипломного проекту;
- обрано планер для проекту та наведено його конструктивні та технічні характеристики;
- в першому наближенні виконано розрахунок злітної маси;
- під параметри мачи пораховано необхідну тягу, що треба створити;
- розглянуто різні типи двигунів та обрано оптимальний варіант;
- пораховано характеристики гвинта, що буде використовуватися;
- розглянуто різні типи акумуляторів та пораховано яку батарею необхідно буде зібрати для проекту;
- виконана просторова моторами.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Anderson J.D. 1999 Aircraft Performance and Design. - McGraw-Hill, USA, 1999 – 596с.
2. Епифанов С.В., Пехтерев В.Д., Рыженко А.И., Цуканов Р.Ю., Шмырёв В.Ф. 2011 Проектирование систем силовых установок самолётов — Харьков: Нац. аэрокосм. университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2011. — 512 с
3. Курсовий проект з дисципліни «Конструкція літальних апаратів» на тему: «Конструкція планера Л-13 «Бланік»» Клібанівський В.В. НТУУ «КПІ», 2018, - 69с.
4. elektrkam.com // Классификация электрических машин [электронний ресурс]– URL: <https://elektrkam.com/klassifikaciya-elektricheskix-mashin/>
5. Техническое руководство Л 13. – К.: ЛЕТ, национальное предприятие, г. Куновице, ЧССР, 1969
6. ВІКІПЕДІЯ // Blanik L-13 Blanik modification at Blanik Aircraft [электронний ресурс] – URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/LET\\_L-13\\_Blan%C3%ADk](https://en.wikipedia.org/wiki/LET_L-13_Blan%C3%ADk)
7. home.nwi.net // Blanik L13 [электронний ресурс]– URL: <http://home.nwi.net/~blanikam/ba/fot27.htm>
8. auto24.tv.ua // Електродвигуни для авто- які бувають та принцип роботи [электронний ресурс]– URL: [https://auto.24tv.ua/yaki\\_buvaiut\\_elektrovyhuny\\_dlia\\_avto\\_n5297](https://auto.24tv.ua/yaki_buvaiut_elektrovyhuny_dlia_avto_n5297)
9. engineering-solutions.ru // Трёхфазный асинхронный двигатель [электронний ресурс]– URL: <https://engineering-solutions.ru/motorcontrol/induction3ph/>
10. Jenkinson, L. and Marchman, J. 2003 Aircraft Design Projects for Engineering Students. - Elsevier Science, USA, 2003 – 367 с.
11. John Carlton 2018 Marine Propellers and Propulsion. - Butterworth-Heinemann, 2018 – 609 с.
12. Alexander Schleicher GmbH & Co. Poppenhausen/Wasserkuppe 2015 Flight manual for sailplane model ASG 32 EL, Alexander Schleicher 2015 – 178 с.

13. Alexander Schleicher GmbH & Co. Poppenhausen/Wasserkuppe 2016  
Maintenance manual for sailplane model ASG 32 EL, Alexander Schleicher 2016  
– 153 c.
14. Huggins, R.A. 2009 Advanced Batteries, Material Science Aspects. - Springer  
Science, USA, 2009 – 504 c.
15. Broussely, M. and Pistoia, G. 2007 Industrial Applications of Batteries, From  
Cars to Aerospace and Energy Storage. - Elsevier Science, Netherlands, 2007 –  
792 c.